

13. 학사논문 지도교수: 이 관 중

학사논문 주제

13-1 해상착수 및 회수를 위한 고고도 과학기구 임무장비의 설계 및 제작

13-2 능동형 공력개선 장치를 이용한 자동차 공기저항 감소 기법

13-3 회전익 무인기 개념 설계

13-4 데이터 드리븐 설계기법을 이용한 종이 비행기 효과

13-5 24시간 제자리 비행 무인 항공기 개념설계

13-6 Line Integral Convolution 기법을 이용한 유동가시화 코드 개발

13-7 진동하는 에어포일에 대한 착빙 해석 및 파라미터 분석

13-8 극초음속 비행체를 위한 웨이브라이더 설계 개발

교수 연락처 전화: (02) 880-4151, E-mail: kyyee@snu.ac.kr

실험실: 항공우주비행체설계실험실

연락처 전화: (02) 880-4152, 담당조교: 조준호, E-mail: jochun86@snu.ac.kr

연구실 홈페이지: <http://avdl.snu.ac.kr>

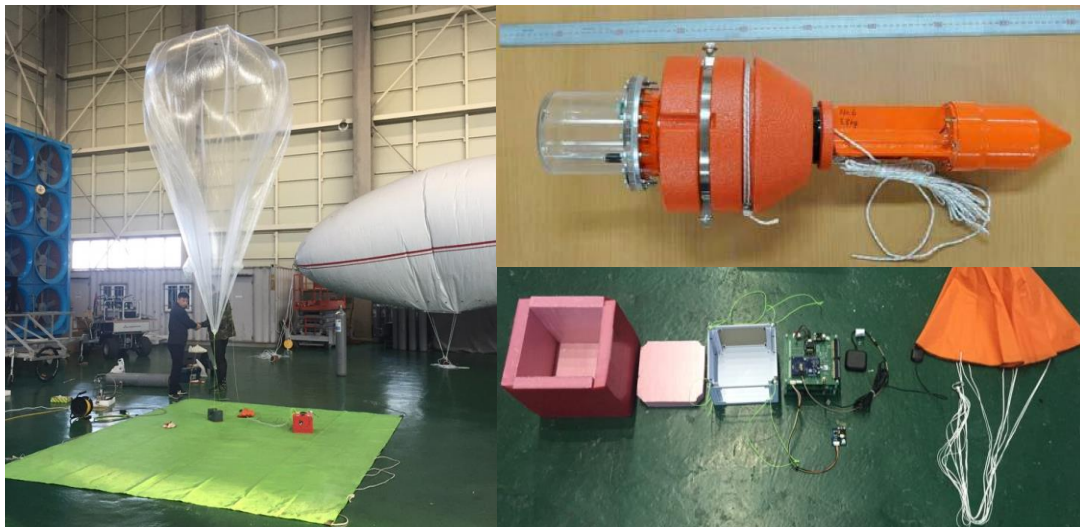
13-1 해상착수 및 회수를 위한 고고도 과학기구 임무장비의 설계 및 제작

학사논문 지도교수 : 이 관 중

고고도 과학기구(High Altitude Scientific Balloon)는 우주, 대기, 태양, 우주환경 관찰 및 측정 등 과학과 관련된 연구를 우주환경과 유사한 해발 약 30km의 성층권에서 수행할 수 있도록 설계된다. 지상 우주환경시험시설 및 인공위성, 로켓 등의 발사체와 비교하였을 때, 고고도 과학기구는 기구를 제작하고 운용하는 설비의 비용이 매우 낮고 제작에서 발사까지의 준비 기간이 짧으며 발사하는 장소에 제약을 받지 않는다는 장점을 가진다. 고고도 과학기구는 크게 기구, 낙하산, 임무수행장비로 구성되어 있다. 임무수행장비는 기본적으로 위치추적 시스템과 온도, 기압 측정 시스템을 탑재하고 있으며 과학기구의 목표에 따라 형상과 기능에 변동이 있다.

고고도 과학기구의 임무장비는 최대 -50°C 의 온도와 대기압의 백분의 일에 해당하는 극한환경에 노출된다. 이를 고려하여 열전도율이 낮고 무게가 가벼운 스티로폼 재질의 외형이 주로 설계되고 있다. 또한 대부분의 과학기구 임무는 내륙간에 이루어지기 때문에 착륙시 임무장비의 파손을 방지하기 위한 충격흡수시스템(Shock Absorber System)을 장착하기도 한다. 하지만 대한민국의 지리적 특성과 계절풍의 영향으로 장기체공을 목표로 하는 과학기구의 설계와 운용은 반드시 해상착수와 회수를 바탕으로 이루어져야 한다.

본 연구에서는 해상착수와 회수가 고려된 임무장비의 설계 및 제작을 진행하고 제작과 실험을 통하여 성능을 검증하는 것을 목표로 한다. 이를 위해 설계 및 제작에 대한 지식을 배우고 임무장비 설계에 필요한 프로그램을 통하여 설계를 진행한다. 설계된 임무장비는 1.5kg 급의 고무풍선을 사용하여 실제비행 데이터를 수집하고 검증한다.



<고고도 과학기구 기구 및 임무장비>

담당조교 : 김휘호 (thehio@snu.ac.kr)

13-2 능동형 공력개선 장치를 이용한 자동차 공기저항 감소 기법

학사논문 지도교수 : 이 관 중

과거에는 자동차 연비에 대한 관심은 유가 상승이라는 경제적인 이유에 의해 높아졌다. 최근에는 화석 에너지자원 고갈과 지구온난화 등 인류 생존 위협에 따른 전 세계 각국의 연비규제와 21세기 화두인 녹색 성장과 그린에너지로 인해 자동차 연비에 대한 관심이 더 높아지고 있다. 이로 인해 승용 차 연비 절감은 경제적인 이유뿐만 아니라 환경문제에 대한 사전 대응 차원에서도 필수적으로 이루어야 한다.

자동차의 연비를 절감하는 방법은 엔진 및 파워트레인 시스템의 효율을 개선하는 방법과 외부 형상을 저공력 특성을 고려하여 디자인하는 방법이 있다. 이중 적은 비용으로 연비를 절감하는 방법은 저공력 형상을 적용하여 차량의 공기역학적 효율을 좋게 만드는 것이다. 그러나 외부형상은 공기역학적 특성뿐만 아니라 디자인적인 감성에 의해서 결정되는 요소이며, 차량 설계시 고려해야하는 많은 변수들로 인해 외부형상의 과도한 변형은 불가능하다. 또한 저속에서 고속에 이르는 전속도 영역에서 하나의 고정된 형상만으로는 원하는 만큼의 공기저항을 줄이기가 불가능하다. 이를 극복하기 위해서는 차량 주행상태에 따라 능동적으로 작동하는 공력개선장치를 통해 주행조건에 맞는 공력 성능을 최적화할 수 있어야 한다.

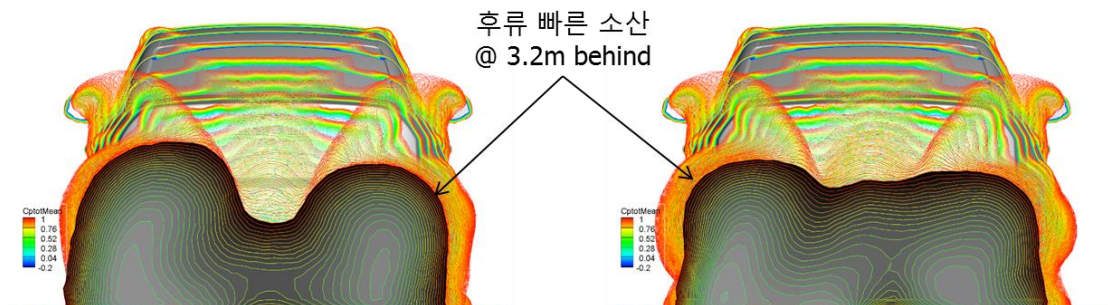


그림 1 능동형 공력저감장치를 자동차 공력개선 예

이에 학부논문 과정에서는 현재 적용되었거나 연구되고 있는 다양한 능동형 공력 개선 장치에 대해 조사하고 분석한다. 대표적인 능동형 공력개선 장치로는 액티브 디퓨저, 액티브 스포일러, 플랩, 가이드 베인 등이있다. 이들 능동형 공력 개선장치 중 하나를 선정하여 CFD 해석을 통해 제어/설계 인자별 공력 데이터를 얻고, 이를 바탕으로 능동형 공력 개선장치의 제어/설계 인자에 대한 최적화를 수행하여 차량 주행상태에 따라 능동적으로 작동하는 공력개선장치를 설계한다.

담당조교 : 조준호 (jochun86@snu.ac.kr)

13-3 회전익 무인기 개념 설계

학사논문 지도교수 : 이 관 중

무선전파로 조종할 수 있는 무인 항공기인 드론(Drone)은 카메라, 센서, 통신시스템 등이 탑재돼 있으며 25g부터 1200kg까지 무게와 크기도 다양하다. 드론은 군사용도로 처음 생겨났지만 최근, 고공 촬영과 배달 등으로 확대되어 실생활에 많이 사용되고 있다. 그러나 배터리를 이용하는 전기추진시스템의 특성 상 연료를 이용하는 엔진추진시스템 비행체에 비해서 체공시간이 짧은 점이 한계로 지적되고 있다. 그러므로 드론 설계에 있어서 제한된 배터리 용량 안에서 최대한의 비행이 가능한 드론을 설계하는 것이 중요하다. 또한 기존의 상용 드론을 구매하여 이용하는 것을 벗어나 주어진 임무형상에 최적화 된 드론을 설계하여 활용한다면 비용 효율적인 결과를 얻을 수 있다.

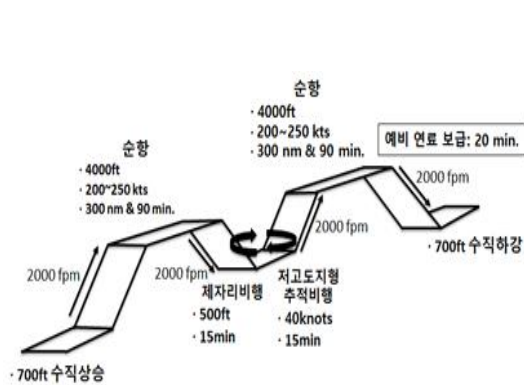


그림 1 임무형상 예시

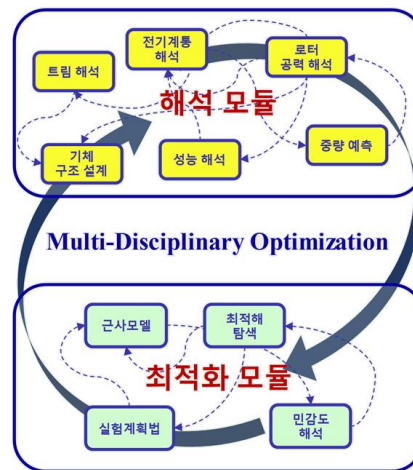


그림 2 다학제간 최적설계 개념도

주어진 임무형상을 만족하는 드론을 설계하는 데 있어 학부논문과정에서는 운동량이론, 깃요소 운동량 이론과 같은 해석기법을 이용하여 드론의 공력성능을 예측하고, 모터 해석 이론을 통해 비행시간을 계산한다.

학부과정에서 쌓은 지식을 바탕으로 회전익 공력해석과 최적화설계를 수행함으로써 회전익기 개념설계와 최적설계의 전반적인 과정을 이해하고 주어진 임무 형상에 최적화된 드론 설계를 목표로 한다.

담당조교 : 이동욱(oak600p@snu.ac.kr)

13-4 데이터 드리븐 설계기법을 이용한 종이 비행기 효과

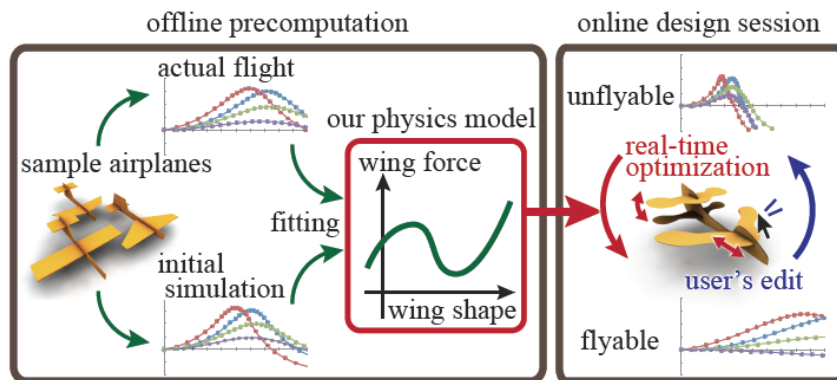
학사논문 지도교수 : 이 관 중

최근 3D 프린터와 같은 개인 제작 기술의 발달로 글라이더를 제작하는 사례가 많아졌으나, 여전히 데이터와 지식의 부족으로 인해 실제 비행 가능 여부는 확신하기가 어렵다. 항공기 설계는 형상, 각 파트의 크기와 위치, 항공 역학적 요소들과 같은 복잡한 상관관계를 고려해야 할 뿐만 아니라, 까다로운 공학적 특성도 만족시켜야 하는 과정이다. 따라서 실제로 비행 가능한 항공기를 만들기 위해서는 고급 항공역학 지식뿐만 아니라 전산유체해석과 같은 다양한 시뮬레이션 툴의 사용 능력, 실험 수행 능력과 같은 많은 자원을 필요로 하는 작업을 수반하기 때문에 일반적인 경우 보수적인 디자인의 틀에서 벗어나기가 어렵다.

최근 주목받고 있는 데이터 드리븐 설계기법은 머신러닝 기법을 이용한 설계방식이다. 머신러닝은 명시적인 법칙/알고리즘으로 모델링하기 어려운 문제에 대하여 사람이 경험을 통해서 판단하는 과정을 모사하는 기법으로, 구체적인 모델이 만들어지지 않은 문제에 대하여, 다양한 샘플의 데이터와 결과를 제공함으로써 모델의 통해 비선형적 관계를 찾아낼 수 있다. 이러한 머신러닝을 통해 도출된 모델을 디자인 과정에 적용하여 결과 값을 예측하는 것을 데이터 드리븐 설계기법이라고 한다. 이러한 설계기법은 비선형적 모델을 찾아내는 것으로 일반적으로 알려지지 않은 혁신적인 형상에 대하여 간단하게 결과를 예측할 수 있다는 장점이 있다.

학부논문 과정에서는 데이터 드리븐 기법을 이용하여 종이 글라이더 날개를 디자인하는 도구를 제작하는 것을 목표로 한다. 일반적인 형태를 갖는 종이 글라이더 샘플들을 비행 데이터 및 궤적 데이터를 카메라로 확인한 뒤 날개의 형상과 위치에 따른 날개에 작용하는 힘의 비선형적 관계에 대하여 시스템이 배울 수 있도록 하여, 간단한 공력 모델을 도출

할 수 있도록 한다. 이러한 방식으로 도출된 공력모델에 대하여 글라이더 날개에 대해 최적화된 비행능력을 갖는 형상을 설계하도록 한다. 글라이더 날개 디자인 과정의 효율성을 검증하기 위해서 실제로 제작하여 비행 결과를 확인한다.



담당조교 : 손지원 (forscing@gmail.com)

13-5 24시간 제자리 비행 무인 항공기 개념설계

학사논문 지도교수 : 이 관 중

수직 이착륙(Vertical Takeoff and Landing)은 항공기술의 최고로 각광 받는 분야이면서 한편으로는 가장 신 기술로 여겨져 왔다. 1900년대 초반부터 많은 연구와 실험이 이뤄졌으나 1910년 Sikorsky의 혁신적인 아이디어를 통해 현재 존재하는 헬기의 형태, 메인 로터와 꼬리로터 회전익기의 형태가 개발되었다.

회전익기(Rotorcraft) 혹은 회전익 항공기(Rotary wing aircraft)는 회전익(Rotor)에서 생성된 양력으로 비행하는 비행체로 정의 되어 있다. 더 나아가 헬리콥터, 틸트로터, 자이로콥터, 텍트형 로터, 사이클로콥터 등 형상에 따라 세분류될 수 있다. 그러나 앞서 언급된 수직 이착륙이 가능한 항공기의 한계점으로 기존 고정익 항공기에 비해 성능이 크게 떨어지는 것을 볼 수 있다.

기존 헬리콥터가 공중에 떠 있게 하기 위해서는 두 가지의 원인으로 power가 필요하다. 1. Induced Power 2. Profile Power. 고정익 비행과 마찬가지로 헬리콥터 로터 블레이드는 airfoil 형태로 설계 되어있기에 rotor가 lift를 발생하기 위해 필요한 power 가 induced power이고 로터가 공기중을 비행할 때 공기 저항에 의한 power 가 profile power이다.

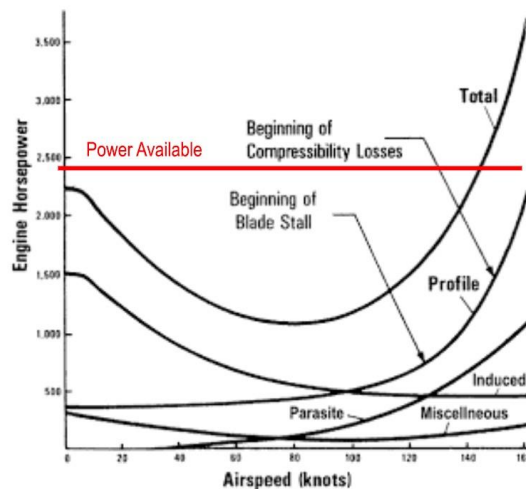


그림 1 헬리콥터 power 예시

이에 학부 논문에서는 헬리콥터 공력 해석 기법을 이용해서 24시간동안 제자리 비행이 가능한 무인 항공기 설계 하는걸 목표로 한다. 최대 5m/s의 측풍과 off-the-ground effect 에서 비행을 하고 최대 10m 반경이내 제자리 비행 제어가 가능 해야한다. 또한 기존 비행체의 Yaw, Pitch, Roll 가 가능한 항공기 설계를 목표로 한다.

담당조교: 강세권(sekwon94@snu.ac.kr)

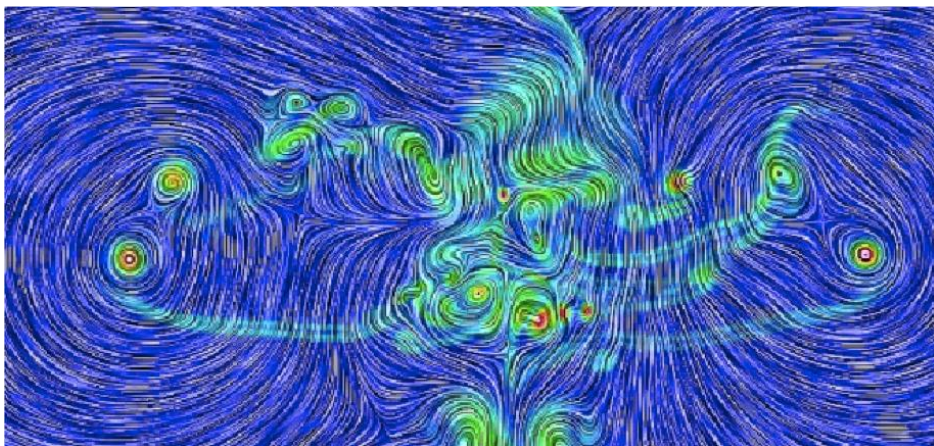
13-6 Line Integral Convolution 기법을 이용한 유동가시화 코드 개발

학사논문 지도교수 : 이 관 중

전산유체해석 프로그램을 통한 수치적 실험의 유동 가시화 방법에는 많은 종류가 있으며 각 상황에 알맞은 가시화 방법을 통해 데이터 분석을 진행한다. 단순히 유동의 진행방향만을 나타내주는 arrow를 비롯하여 진행 과정을 표현한 streamline, 압력장 등의 분포를 보기 쉽게 나타내는 contour, 와류의 강도를 이용하여 와류를 가시화하는 iso-surface 등 많은 유동 가시화 방법이 존재한다. 그러나 앞서 언급한 유동 가시화 방법들은 유동의 특정 부분에 한해서 가시화가 진행되어, 비교적 강도가 낮은 와류 등을 분석하는 것에는 한계가 있다. 따라서 유동 전체를 가시화를 시키는 방법이 필요하며 이를 위해 많은 연구가 진행되고 있다. 그 중 유동에 질감을 입혀 가시화 시키는 texture mapping 방법이 최근 많은 각광을 받고 있으며 대표적인 알고리즘으로 Line integral convolution (LIC), Spot noise 기법 등이 있다. LIC는 streamline을 기반으로 후처리를 하는 알고리즘으로써, 마치 모래알을 유동장에 흩뿌려 유동 형태를 관찰하는 방법과 같은 방법이다. 유동장의 속도 벡터와 input texture로 white noise를 이용하여 가시화를 하며, 다음과 같은 식을 이용한다.

$$F'(x, y) = \frac{\sum_{i=0}^l F(\lfloor P_i \rfloor) h_i + \sum_{i=0}^{l'} F(\lfloor P'_i \rfloor) h'_i}{\sum_{i=0}^l h_i + \sum_{i=0}^{l'} h'_i}$$

이에 학부논문 과정에서는 LIC 기법을 이용한 유동가시화 코드를 개발함으로써 여러 유동 해석 결과를 후처리하여 분석하는 것을 목표로 한다.



담당조교: 홍윤표 (hyp1227@snu.ac.kr)

13-7 진동하는 에어포일에 대한 착빙 해석 및 파라미터 분석

학사논문 지도교수 : 이 관 중

항공기 착빙은 어느점 이하의 저온 다습한 조건에서 과냉각된 액적이 항공기 표면에 충돌 후 얼어붙는 현상으로 비행 중 양력의 감소, 항력의 증가와 같은 공력성능 감소 및 자세 제어, 통신에 영향을 주어 항공기 운항 안전의 위협 요소이다. 특히 회전익기는 고정익기에 비해 상대적으로 낮은 운용 고도와 속도로 인하여, 해당 현상에 더욱 취약하다. 회전익기의 양력을 발생시키는 로터 블레이드는 고속으로 회전하며, 피칭, 플레핑과 같은 운동을 하게 되므로, 착빙이 발생할 경우, 공력 성능에 심각한 저하를 일으킨다. 이러한 로터블레이드에 발생하는 착빙은 그 특성상 실험을 통한 연구가 제한되므로, 수치 해석을 통한 연구가 필요하다. 그러나 준정상상태의 착빙 해석을 비정상 운동을 하는 로터 블레이드에 적용하는 것은 부적합하다. 따라서 선행 연구로서, 비정상운동을 하는 물체에 대해서 착빙 해석을 수행하기 위한 파라미터 연구가 필요하다.

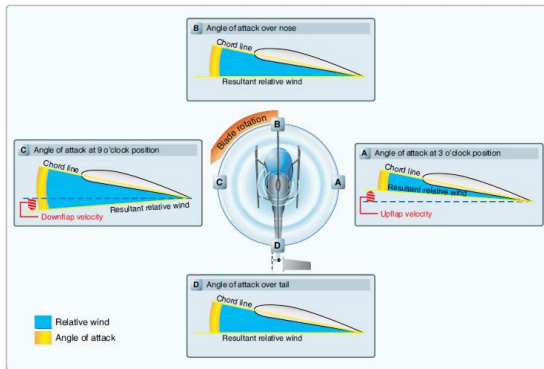


그림 1. 로터블레이드의 받음각 변화



그림 2 로터블레이드에 발생한 착빙

착빙 해석은 일반적으로 유동 해석, 액적의 궤적 해석, 열역학 모델 해석, 착빙 형상 해석의 총 네 단계로 이루어져있으며, 전체 계산시간을 일정 간격으로 나누어 위의 네 단계를 반복적으로 계산하는 준정상상태 해석 방식을 사용한다. 본 연구에서는 회전익기에서 대표적으로 사용되는 에어포일들에 대하여, 주기 운동할 때 발생하는 착빙 현상을 해석하게 되며, 계산을 위해 나누는 시간과 진동하는 주기, 유동 속도, 기상 변수 등에 대한 상관관계를 분석하게 된다. 또한 이를 토대로 착빙 현상에 따른 에어포일의 공력특성의 변화와 그에 따른 로터블레이드에 중요한 특성인 다이내믹 스톨이 발생하는 유동구조를 분석하여, 착빙 현상에 대해 강건성을 갖는 로터블레이드의 에어포일에 대한 형상을 도출할 수 있도록 한다. 이러한 연구는 차후 로터블레이드에 발생하는 착빙을 해석하는 알고리즘을 개발할 때 중요한 정보를 제공할 수 있다.

담당조교 : 민승인 (fafnir@snu.ac.kr)

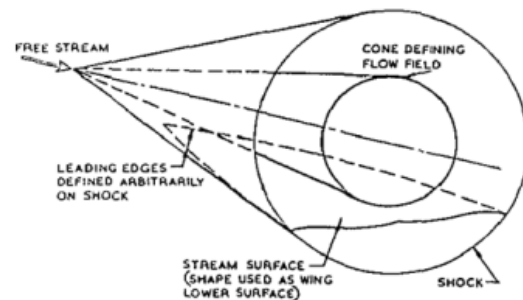
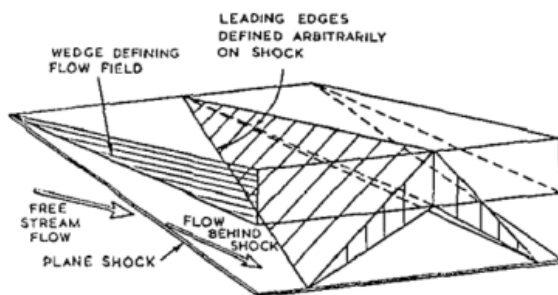
13-8 극초음속 비행체를 위한 웨이브라이더 설계 개발

학사논문 지도교수 : 이 관 중

웨이브라이더(waverider)는 앞전에 충격파가 붙어서 형성되는 초음속 혹은 극초음속 비행체를 의미한다. 높은 양항비 등 훌륭한 공력특성으로 인해 웨이브라이더는 극초음속 분야의 새로운 연구대상으로 주목되어져 왔다. 특히 이상적 압축 과정을 만들 수 있다는 점에서 스크램제트 엔진의 흡입구로써의 사용 가능성을 인정받고 있다.

웨이브라이더의 설계 과정은 크게 다음의 다섯 과정으로 구성된다: 1) 기본 유동장의 결정, 2) 유동장 해석, 3) 스트림 라인 트레이싱, 4) 접촉 원뿔 이론(osculating cone theory)등의 방법 적용, 5) 임무 형상을 위한 재모델화. 이 중 세번인 스트림 라인 트레이싱 단계에서 앞 방향의 트레이싱 기법을 적용하면 엔진 흡입구와의 통합 설계가 가능하여 엔진 통합설계 과정을 더욱 수월히 할 수 있다. 또한 접촉 원뿔 이론 등의 방법은 유동장 해석에 대한 계산 비용을 현저히 낮춰줄 수 있다.

이에 따라 본 연구에선 앞 방향 스트림 라인 트레이싱 기법, 접촉 원뿔 이론 등의 방법을 적용하여 높은 효율을 보일 수 있는 웨이브라이더를 설계할 것이다. 이를 위해 기본 유동장 형성을 위한 전산 유체 역학 및 초음속 유동에 대하여 학습하고, 스트림 라인 트레이싱을 위한 코드 개발을 진행할 것이다. 이후 최적화 과정을 진행하여 임무 형상에 적합한 웨이브라이더 형상을 도출하는 것을 목표로 한다.



담당조교 : 손지원 (forscing@gmail.com)